

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(4), 377-386(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.4.377

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

홀 추력기를 이용한 두바이셋-2 위성의 궤도변화 분석

김은혁*, 김연호, 박종수, 고동욱, 정연황, 이현우

Orbit Evolution Analysis of DubaiSat-2 using Hall-effect Thruster

Eun-Hyouek Kim, Youn-Ho Kim, Jong-Soo Park, Dong-Wook Koh,

Yun-Hwang Jeong and Hyun-Woo Lee

Satrec Initiative*

ABSTRACT

DubaiSat-2 is the first satellite developed in Korea equipped with a hall-effect thruster. In this paper, the performance of the DubaiSat-2 hall-effect thruster is verified by analyzing the orbit information of DubaiSat-2. The preparation and performance of orbit operations during 8 months after launch (2013.11.21., UTC) is emphasized and the effects of solar activity on orbit evolution is analyzed. In particular, the hall-effect thruster's thrust is estimated by analyzing difference between observed orbit evolution and predicted orbit. As a result, the estimated thrust is similar to the ground experiment result of 11 mN. The summarized result in this paper would be important reference to improve the stability and effectiveness of satellite operation during the early operation and normal mission lifetime in case of low Earth orbit satellites.

초 록

본 논문에서는 국내에서 개발된 인공위성 중 최초로 홀 추력기(Hall-effect Thruster)를 탑재한 두바이셋-2(DubaiSat-2)호의 궤도를 분석하여 홀 추력기의 성능을 검증하였다. 두바이셋-2호가 발사된 2013년 11월 21일(UTC) 이후 8개월간의 초기 궤도 운용을 위한 준비 및 수행 결과들에 대해 중점을 두었으며, 임무 수행 기간 중 태양활동이 궤도 변화에 미치는 영향력을 함께 분석하였다. 특히, 증가한 추력에 따른 실제 궤도 변화와 예측된 궤도를 비교하여 분석한 결과 홀 추력기는 지상 실험 결과와 유사한 11 mN 추력을 발생하고 있는 것을 확인하였다. 본 논문에서 정리된 내용은 추후 홀 추력기를 탑재한 인공위성의 초기 및 정상 임무기간 동안 궤도 운용 시 안정성과 효율성을 높이는데 주요 참고자료가 될 것으로 판단된다.

Key Words : Hall-effect Thrusters(홀 추력기), Specific Impulse(비추력), Semi-major Axis (장반경), Sun-synchronous Orbit(태양 동기 궤도), DubaiSat-2(두바이셋-2)

† Received : November 10, 2014 Revised : February 27, 2015 Accepted : March 19, 2015

* Corresponding author, E-mail : ehkim@satreci.com

I. 서론

지구 관측 인공위성은 초기 설계 시 관측 해상도, 인공위성 수명, 임무 수행 주기 등의 요구 조건을 반영하여 목표 궤도를 설계한다. 이때, 대부분의 지구 관측 인공위성은 태양 동기 궤도로 설계하는데 태양이 지구 표면을 비추는 각도가 언제나 거의 같으므로 지상 관측 시 유리하기 때문이다. 2013년 11월 21일(UTC)에 발사된 두바이 셋-2(DubaiSat-2, 이하 DS-2) 또한 지구 관측 인공위성으로써 태양 동기 궤도를 목적 궤도로 설계되었다.

인공위성은 지상 발사체에 의해 설계된 목표 궤도 상에서 분리되고 발사체 회사는 인공위성이 분리된 시점의 궤도 정보를 제공한다. 발사체 회사에서 제공된 초기 진입 궤도 오차와 운용 과정에서 발생하는 고도와 궤도 경사각(Inclination) 감소로 인해 태양 동기 궤도의 요구조건을 만족하지 못하는 경우가 발생하며 정밀한 임무 수행을 위해 해당 오차를 바로잡을 필요가 있다. 이때, 인공위성 자체의 추력기를 이용하여 태양 동기 궤도를 유지하기 위한 궤도로 천이해야 한다. 인공위성의 추력기는 중대형 위성의 경우 화학식 추력기를 사용하고 있으며 구조가 간단한 단일 추진제 방식과 추력 레벨이 비교적 높은 이원추진제 방식이 있다[1]. 이들 추력기는 추력(Thruster)이 높고 구조가 간단한 장점이 있으나 낮은 비추력(Specific Impulse)으로 인해 추진제가 많이 소모되어 무게, 부피 제약을 받는 단점이 존재한다. 소형 인공위성의 경우 제한된 부피, 무게 조건으로 인해 화학식 추력기를 적용하기 어렵다. 반면, 전기 추력기의 경우 추력이 약하지만 높은 비추력으로 인해 화학식 추력기와 비교할 시 추진제 사용량을 10 ~ 50 kg까지 절약 가능하여 소형 인공위성에 적용하기 쉽다[1].

전기 추력기의 고효율, 소형화 등 여러 장점으로 인해 1960년 이후 전기 추력기 연구가 활발히 연구되고 있다. 국외에서는 개발된 전기 추력기를 다양한 임무에 활용하고 있는데 Zond-1, 2호 인공위성의 경우 Teflon-pulsed 플라즈마 타입의 추력기를 사용하여 자세제어 시스템을 구성하였고 Iridium-72호의 경우 Hydrazine resistojet 추력기를 사용하여 궤도 조정을 수행하였다[2]. 반면, 국내의 경우 전기 추력기가 인공위성에 탑재되어 사용된 사례는 없다.

본 논문에서는 국내에서 개발된 인공위성 중 최초로 전기 추력기를 탑재한 DS-2의 궤도를 분석하여 전기 추력기의 성능을 검증하였다. 특히,

전기 추력기에 의한 궤도 조정 결과를 중점적으로 기술하였고 실제 궤도 변화를 분석 후 추력을 추정하여 전기 추력기의 성능을 확인하였다. 또한, 임무 수행 기간 중 태양활동이 궤도 변화에 미치는 영향을 함께 분석하였다.

II. Hall-effect Thrusters

2.1. 특징

전기 추력기는 화학식 추력기보다 추력이 약한 단점이 있지만, 비추력이 높아서 화학식 추력기보다 추진제 소모량을 절감할 수 있는 장점이 있다. Table 1은 추진 방식에 따른 비추력과 추력을 분석한 표이다. 홀/아이온 방식 추력기는 비추력은 높지만, 추력이 낮는데 그 이유는 추진제 소모량이 적기 때문이다. 같은 이유로 저온기체 추력기는 비추력은 낮지만, 추진제 소모량이 많으므로 추력이 크다.

Figure 1은 일정 속도를 증가시킬 때 추진 방식에 따른 추진제 소모량을 분석한 결과이다. 궤도 조정을 위한 ΔV 가 약 100 m/s라고 가정할 때 추진 방식에 따른 추진제 소모량은 비추력이 약 50 초인 저온기체(Cold Gas) 방식의 경우 약 36 kg이고 비추력이 300 초인 이원추진제(Liquid

Table 1. Features of Thruster[1]

Thruster	Specific Impulse(s)	Thrust(N)
Cold Gas	50 - 70	$0.05 - 2e^3$
Liquid	150 - 350	$5 - 1e^6$
Electro-thermal	150 - 700	0.05 - 5
Hall/Ion	1500 - 6000	0.005 - 0.5

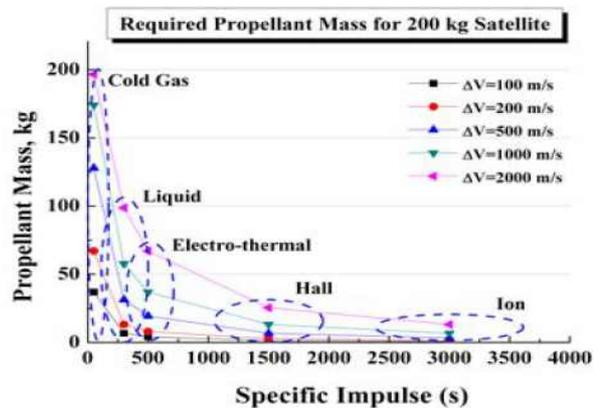


Fig. 1. Propellant Mass following the Thrust System[1]

bi-propellant)의 경우 6.7 kg, 500 초인 열전 (Electro-thermal) 방식은 4 kg, 그리고 1500 초인 홀 방식 전기 추력기는 1.4 kg 정도로 판단된다. Fig. 1에서 확인할 수 있듯이 추진제 소모율의 경우 요구되는 ΔV 가 커질수록 전기추력 방식이 효율적이다[1].

DS-2 위성은 궤도를 조정하기 위해 전기 추력 방식 중 홀 추력기를 탑재하였는데 같은 전기추력 방식인 이온 추력기 대비 효율과 비추력이 낮은 단점이 있지만, 추력 시스템이 더욱 작고 시스템 복잡도가 낮으며 무게가 더욱 적은 장점이 있다. 특히, 플라즈마 밀도가 높아 이온 방식 추력기 대비 추력이 더 높은 장점이 있다. DS-2 위성은 300 kg의 소형 인공위성으로 무게와 여유공간이 제한되기 때문에 추력 시스템은 이온 추력기 보다 홀 방식 추력기가 선택되었다.

관측 위성의 경우 추력을 증가하는 동안 전력

소모량과 진동 등의 영향을 고려하여 영상 촬영을 수행하지 않는다. 이때, 홀 방식 전기 추력기는 추력이 작아서 목적 궤도까지 천이하는데 많은 시간이 소요됨으로 궤도를 천이하는데 걸리는 시간이 전체 인공위성 운용 시간에서 차지하는 비율을 확인할 필요가 있다. 다음 Fig. 2는 추진 방식에 따른 임무 기간 중 추력기 사용 시간을 분석한 결과이다. 전기 추력기의 경우 추력기 사용 시간은 전체 임무기간을 5년으로 가정할 시 전체 운용기간의 약 1~2 %로 예상되어 임무수행에 큰 무리가 없을 것으로 판단된다[1].

2.2 개발된 홀 추력기 성능

췌트랙라이에서 개발된 홀 추력기는 DS-2 위성에 설치되었는데 관측 센서와 반대방향으로 장착되었다. Fig. 3에서 DS-2 위성과 홀 추력기의 장착 후 모습을 확인할 수 있다. 홀 추력기는 설치 이후 추력 방향을 제어 불가능하므로 원하는 방향으로 추력을 증가하기 위해선 인공위성의 자세를 제어하여 추력 방향을 제어해야 한다.

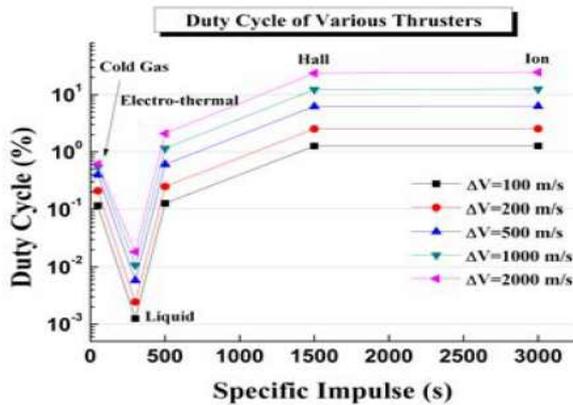


Fig. 2. Duty Cycle of Various Thrusters[1]

Table 2. Hall-effect Thruster Performance[1]

Item	Specification
Electric Power	200~400 W
Thrust	~11 mN
Specific Impulse	1500 s
Efficiency	30 %
Life Time	500 hour



Fig. 3. DubaiSat-2 and Hall Effective Thruster

이전 연구에서 홀 추력기 시스템의 안정적인 동작을 위한 음극 전원의 설계 및 운용 결과를 정리하였고 그 성능을 검증하였다[1]. 개발된 홀 추력기는 진공 환경에서 시험한 결과 11 mN 추력을 발생할 수 있으며 자세한 규격은 Table 2와 같다.

III. 궤도 조정 추력 분석

3.1 태양 동기 궤도

태양 동기 궤도(Sun Synchronous Orbit)는 태양과 인공위성 궤도의 승교점(Ascending Node, Ω) 지점의 각도, 즉, 태양과 궤도 평면 사이 각도가 일정한 값을 유지하는 궤도를 의미한다. 이 각도를 유지하기 위해서는 승교점의 변화율이 지구 공전의 변화율과 같아야 한다. 본 연구에서는 승교점 변화율을 분석하기 위해 다른 섭동력에 비해 상대적으로 큰 J_2 비대칭 중력장만 고려한 승교점 변화율 수식을 식 (1)에 나타내었다. 식 (1)에서 확인할 수 있듯이 승교점 변화율은 궤도 경사각, 장반경(Semi-major Axis), 이심률(Eccentricity)의 영향을 받는다[4].

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3R^2 J_2 \sqrt{\mu}}{2a^{7/2}(1-e^2)^2} \cos(i) \quad (1)$$

Ω : Ascending Node(deg)
 R : Earth Radius(km)
 J_2 : Zonal-harmonics
 μ : Gravitational Parameter(km^3/s^2)
 a : Semi-major Axis(km)
 i : Inclination(deg)

태양 동기 궤도를 유지하기 위해 승교점 경도는 1년에 360도 이동해야 한다. 1일 기준으로 승교점 경도 변화율($\dot{\Omega}$)을 분석하면 태양 동기 궤도를 유지하기 위해 매일 0.987 deg/day(0.0172 rad/day, 2.0×10^{-7} rad/s)씩 승교점 경도가 이동해야 한다는 것을 확인할 수 있다. 승교점 경도 변화율이 0.987 deg/day와 같지 않으면 태양 동기 궤도를 유지하기 위해서 장반경 및 궤도 경사각을 조정해야 하며 다음 식 (2), 식 (3)을 통해 조정 값을 계산할 수 있다[4].

$$a^{7/2} = \frac{3R^2 J_2 \sqrt{\mu}}{2(2.0 \times 10^{-7})(1-e^2)^2} \cos(i) \quad (2)$$

$$\cos(i) = \frac{2(2.0 \times 10^{-7})(1-e^2)^2}{3R^2 J_2 \sqrt{\mu}} a^{7/2} \quad (3)$$

식 (2)는 태양 동기 궤도를 유지하기 위한 장반경 계산식이고 식 (3)은 태양 동기 궤도를 유지하기 위한 궤도 경사각 계산식이다.

3.2 궤도 조정 시 추진제 소모량

본 절에서는 태양 동기 궤도를 유지하기 위해 장반경과 궤도 경사각을 조정할 시 필요한 속도 증분 값을 계산함으로써 추진제 소모량을 추정하는 공식을 설명한다. 초기 궤도의 장반경이 목적 궤도의 장반경과 차이가 있을 시 고도를 조정해야 한다. 장반경 증가에 필요한 속도 증분을 계산하는 수식은 식 (4)와 같다[4].

$$\Delta V = \epsilon(t-t_0) = \sqrt{\frac{\mu}{a_0}} - \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad (4)$$

ϵ : Acceleration of Satellite(km/s^2)
 a_0 : Initial Semi-major Axis(km)
 a : Objective Semi-major Axis(km)

또한, 초기 궤도의 궤도 경사각이 운용 궤도의 궤도 경사각과 차이가 있을 시 태양 동기 궤도를 유지하기 위해 궤도 경사각을 조정해야 한다. 궤도 경사각 조정에 필요한 속도 증분을 계산하는 수식은 식 (5)와 같다[4].

$$\Delta V = 2V \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right) \quad (5)$$

V : Velocity of Satellite(km/s)
 Δi : Change of Inclination(deg)

장반경과 궤도 경사각의 조정을 위해 필요한 추진제 소모량은 위 두 수식에서 속도 증분을 계산한 후 다음 식 (6)을 이용하여 계산할 수 있다[4].

$$\Delta V = I_{sp} g \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right) \Rightarrow m_f = m_i \exp\left(-\frac{\Delta V}{I_{sp} g}\right) \quad (6)$$

I_{sp} : Specific Impulse(sec)
 m_i : Initial Mass of Satellite(kg)
 m_f : Final Mass of Satellite(kg)
 g : Gravity Acceleration(km/s^2)

DS-2 위성의 무게는 300 kg 이므로 11 mN 추력은 뉴턴 제2 운동법칙을 이용하여 계산하면 2.894×10^{-5} m/s의 가속도를 발생시킨다. 1분간 궤도 방향으로 추력 증가 시 장반경 변화를 식 (4)로 분석하면, 장반경이 3.2 m 상승할 것으로 판단되고, 식 (5)를 이용하여 1분간 추력 증가 시 궤도 경사각 변화를 분석하면, 궤도 경사각이 1.33×10^{-5} deg 변화할 것으로 판단된다. 또한, 이 과정에서 예상되는 연료 소모량을 식 (6)으로 분석하면 0.00035 g으로 판단된다.

IV. 실측 궤도 분석

4.1 목적 궤도 및 초기 궤도 정보

DS-2 위성은 러시아 발사체를 이용하여 궤도 상에서 분리되었으며 분리 시점에서의 목적 궤도는 Table 3과 같다. Table 3 궤도 정보는 고도 600 km, 10시 30분 지역시의 궤도이다. 발사체 분리 후 DS-2 위성의 궤도는 발사체 서비스 회사인 Yuzhnoye로부터 제공된 위성체 분리벡터(S/C State Vector at Separation Time) 정보와 미국의 합동우주전략센터(JSpOC, Joint Space Operations Center, 이하 JSpOC)의 TLE(Two Line Element)를 통해 획득하였다. 또한, DS-2 위성은 분리 직후 태양을 추적하였고 GPS 수신기를 동작시켜 궤도 정보를 수신받았다.

위성체 분리벡터, JSpOC TLE, GPS 항행해의 세 정보를 통해 획득한 발사체 분리 시의 DS-2

위성의 궤도를 비교해 보면 다음 Table 5와 같다. Table 5의 Epoch Time은 발사체 분리 시의 DS-2 위성 궤도 정보 분석을 위한 위 세 가지 정보의 시각이다. 발사체에서 제공된 궤도 정보는 Table 5에서 확인할 수 있듯이 가장 정밀한 GPS 항행해 궤도 정보 대비 장반경은 227 m, 이심률은 $1e^{-5}$, 경사각은 0.05 deg, 승교점 경도는 0.185 deg 차이를 나타내어 매우 높은 정밀도를 나타내고 있는 것을 알 수 있다. 또한, JSpOC의 TLE 궤도 정보는 GPS 항행해 궤도 정보 대비 장반경은 54 m, 이심률은 $5e^{-5}$, 경사각은 0.11 deg, 승교점 경도는 0.001 deg 차이를 나타내고 있는데 발사체 궤도 정보와 JSpOC의 TLE 궤도 정보 모두 충분한 궤도 정밀도를 나타내고 있는 것을 확인할 수 있었다.

DS-2의 목적 궤도는 태양 동기 궤도이고 발사체 분리 직후 DS-2 위성의 초기 궤도를 Table 5의 GPS 항행해로 확인해 보면 목적 궤도대비 장반경은 197 m, 궤도 경사각은 0.062 deg, 이심률 0.0001 차이가 있는 것을 확인할 수 있다. 특히, 분리 직후 궤도 정보 대신 2013년 11월 21일(UTC) 하루 동안 GPS 항행해를 분석하여 계산한 평균 궤도요소를 같은 기간 평균 목적 궤도와 함께 비교하면 Table 4와 같다. Table 4를 확인해 보면 DS-2 위성은 장반경의 경우 목적 궤도 대비 430 m 더 높고 궤도 경사각은 0.061 deg 더 기울어져 있으며 이심률은 0.0002 차이가 있는 것을 확인할 수 있다. 해당 오차는 목적 궤도의 오차범위 안에 충분히 들어가며, 그 수준 또한 매우 작음을 알 수 있었다.

Table 3. Objective Orbit Information of DS-2

Item	Information
Semi-major Axis a	6978.14 km
Eccentricity e	0
Inclination i	97.792 deg
Ascending Node Ω	37.783 deg

Table 4. Mean Orbit Information

Item	Objective Orbit	Observed Orbit
Semi-major Axis a	6968.81 km	6969.24 km
Eccentricity e	0.00053	0.00033
Inclination i	97.799 deg	97.86 deg
RAAN Ω	37.273 deg	38.145 deg

4.2 궤도 조정 전략 분석

앞서 언급한 바와 같이 DS-2 위성 발사 당일 평균궤도는 목적 궤도 대비 장반경의 경우 430 m 더 높고 궤도 경사각은 0.061 deg 더 기울어져 있었다. 그리고 DS-2 위성은 태양 동기 궤도를 유지하기 위하여 1년에 약 360도, 즉, 0.987

Table 5. Orbit Information at Separation Time

Item	Launch-vehicle Info.	JSpOC-TLE Info.	GPS Navigation Solution
Epoch Time(UTC) T_i	2013.11.21 07:25:43.330	2013.11.21 10:30:59.36	2013.11.21 08:50:43.001
Semi-major Axis a	6978.11 km	6978.283 km	6978.337 km
Eccentricity e	0.0001	0.00016	0.00011
Inclination i	97.804 deg	97.744 deg	97.854 deg
Ascending Node Ω	37.962 deg	37.776 deg	37.777 deg
Arg. of Perigee w	210.337 deg	217.263 deg	205.784 deg
Mean Anomaly M	324.387 deg	317.390 deg	328.880 deg

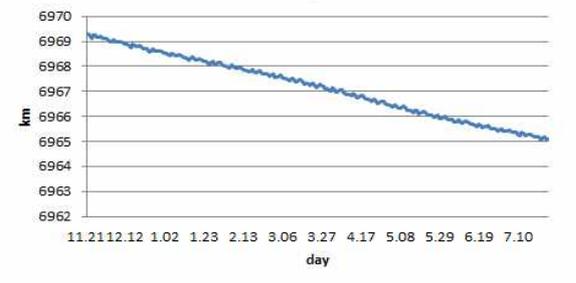


Fig. 4. Semi-major Axis Evolution Prediction

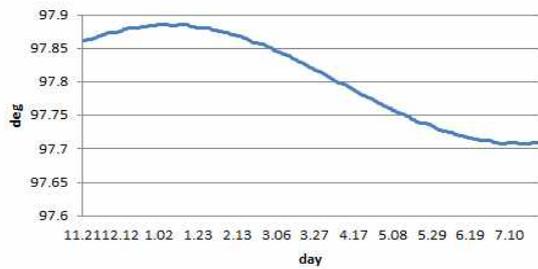


Fig. 5. Inclination Evolution Prediction

deg/day의 승교점 경도 변화율($\dot{\Omega}$)을 유지해야 하는데 2013년 11월 21일(UTC) 승교점 경도 변화율을 식 (1)을 이용하여 계산한 결과 0.99 deg/day로 목적 변화율보다 약 0.003 deg/day 더 큰 것을 확인할 수 있었다. 또한, Fig. 4에서 확인할 수 있듯이 추력을 증가하지 않을 때 매일 약 16 m씩 고도가 감소하여 궤도 주기가 점점 빨라지고 10.2년 뒤 고도 감소 때문에 인공위성은 지구 대기권으로 진입할 것으로 예상되었다.

DS-2 위성의 장반경과 궤도 경사각은 자연적인 궤도 섭동력에 의해 장기적으로 점차 감소할 것이므로 시간이 지날수록 목적 궤도로 이동할 것으로 판단하였다. Fig. 4, 5는 추력이 증가하기 전 GPS 항행해를 분석하여 2013년 11월 21일 ~ 2014년 7월 25일(UTC)까지 장반경과 궤도 경사각의 변화를 예측한 결과이다. Fig. 4, 5에서 확인할 수 있듯이 장반경은 발사 이후 평균 16 m/day 감소하여 발사 25일 이후 2013년 12월 15일(UTC)에 목적 궤도의 장반경까지 감소할 것으로 예상되었고 궤도 경사각은 발사 초기 증가하다가 2013년 1월 12일(UTC) 이후 감소하여 발사 137일 이후 2014년 4월 7일(UTC)에 목적 궤도의 궤도 경사각까지 감소할 것으로 예상하였다. DS-2 위성의 장반경이 궤도 경사각에 비해 먼저 목적 궤도에 접근함으로 장반경을 2013년 12월 15일(UTC) 이후 목적 궤도의 장반경 수준으로 유지할 경우 DS-2 위성 궤도를 태양 동기 궤도의 목적 궤도에 수렴시키고 궤도 수명 또한

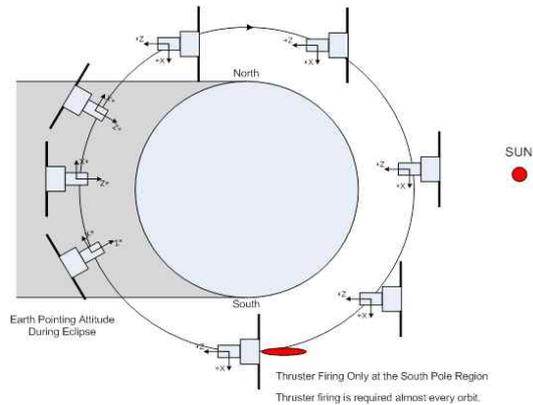


Fig. 6. Concept of Hall Effective Thruster Firing[5]

연장할 수 있을 것으로 판단되었다. 이러한 이유로 DS-2 위성의 홀 추력기는 고도를 증가시키기 위해 사용되었다.

Figure 6은 DS-2 위성의 홀 추력기 구동 방식을 표현한다. DS-2 위성의 홀 추력기는 임무 수행에 끼치는 영향을 최소화하기 위해 남극 부근에서 홀 추력기를 일정 시간동안 동작시키는데, 추력기 방향이 궤도 방향과 같도록 인공위성의 자세를 제어한 후 추력을 증가시킨다. 일반적으로 호만 전이 궤도(Hohmann Transfer Orbit) 방식은 한 지역에서 추력을 반복해서 증가시킬 경우 이심률이 지속해서 증가하는데 홀 추력기의 경우 낮은 추력으로 인해 수 분간의 추력기 구동을 통해 추력을 획득해야 하고 이 때문에 이심률 벡터(Eccentricity Vector)는 회전하며 장기적으로 이심률은 일정 수준을 유지할 수 있다[4].

4.3 추력기 및 우주 섭동에 따른 궤도분석

DS-2 위성이 발사된 2013년 11월 21일(UTC) 이후 2014년 7월 25일(UTC)까지 수신된 GPS 항행해를 이용하여 DS-2 위성의 궤도를 분석하였다. 추력이 가해지기 전 GPS 항행해를 이용하여 궤도 분석을 수행한 후 DS-2 위성의 궤도를 2013년 11월 21일(UTC)부터 2014년 7월 25일(UTC)까지 예측하였고 동일 기간 수신된 GPS 항행해를 분석하여 Fig. 7, 9, 10, 11, 12에 함께 표기하였다. 이때, 고도 감소는 대기 입자의 저항으로 인해 발생하며 대기층은 태양 활동에 크게 영향을 받는다[3]. 특히, DS-2 위성이 발사되고 운용된 2013년, 2014년은 Fig. 8에서 확인할 수 있듯이 태양 활동이 활발한 시기이다. 태양 활동에 따른 고도 변화를 분석하기 위해 Fig. 7에 장반경 변화를 태양 흑점 폭발 시기와 함께 표현하였고 추력 증가 시기 또한 추력 증가 시간에 따

라 구분하여 표현하였다.

DS-2 위성이 추력을 증가한 시간은 2분, 3분, 6분으로 나뉘는데 각 추력 증가 시기에 대해 Table 6에 표현하였다. Table 6에서 확인할 수 있듯이 최초 추력 증가 시기는 2014년 1월 20일(UTC)이다. 쉐트랙아이에서 개발된 홀 추력기는 일본 우주항공연구개발기구(Japan Aerospace eXploration Agency, 이하 JAXA)의 음극(Cathode)을 이용하여 개발된 것으로 DS-2 위성 발사 이후 2014년 1월 20일(UTC)까지 JAXA와 함께 홀 추력기 동작을 확인하였다. Table 6에서 확인할 수 있듯이 2014년 3월 21일(UTC)까지 일일 2분간 추력을 증가하였는데 발사하기 전에 DS-2 위성의 고도 감소율을 2012년 태양활동 기준으로 분석하여 6.4 m/day로 예상했기 때문이다. 하지만 수신된 GPS 항행해를 분석한 결과 일일 고도 감소율은 평균 16 m/day 으로 예상보다 더 큰 폭으로 감소하는 것을 확인하였고 고도는 추력 증가에도 불구하고 Fig. 7에서 확인할 수 있듯이 발사 이후 계속 감소하였다. 평균 16

Table 6. Thrust Firing History of DS-2

Firing Time (min/day)	Period(UTC)
2 minute	2014-01-20 10:42:51.039
	2014-01-23 07:56:39.039
	2014-01-31 09:08:14.039
	2014-02-05 05:03:40.039 ~ 2014-02-15 03:19:21.031
	2014-02-21 02:35:35.031 ~ 2014-02-25 03:11:06.031
	2014-03-08 03:11:38.039 ~ 2014-03-21 06:41:01.039
3 minute	2014-05-05 22:46:10.031 ~ 2014-05-13 22:16:45.039
	2014-05-15 19:21:17.039 ~ 2014-07-20 22:19:47.031
6 minute	2014-07-22 19:22:26.039 ~ 2014-07-24 21:17:56.039

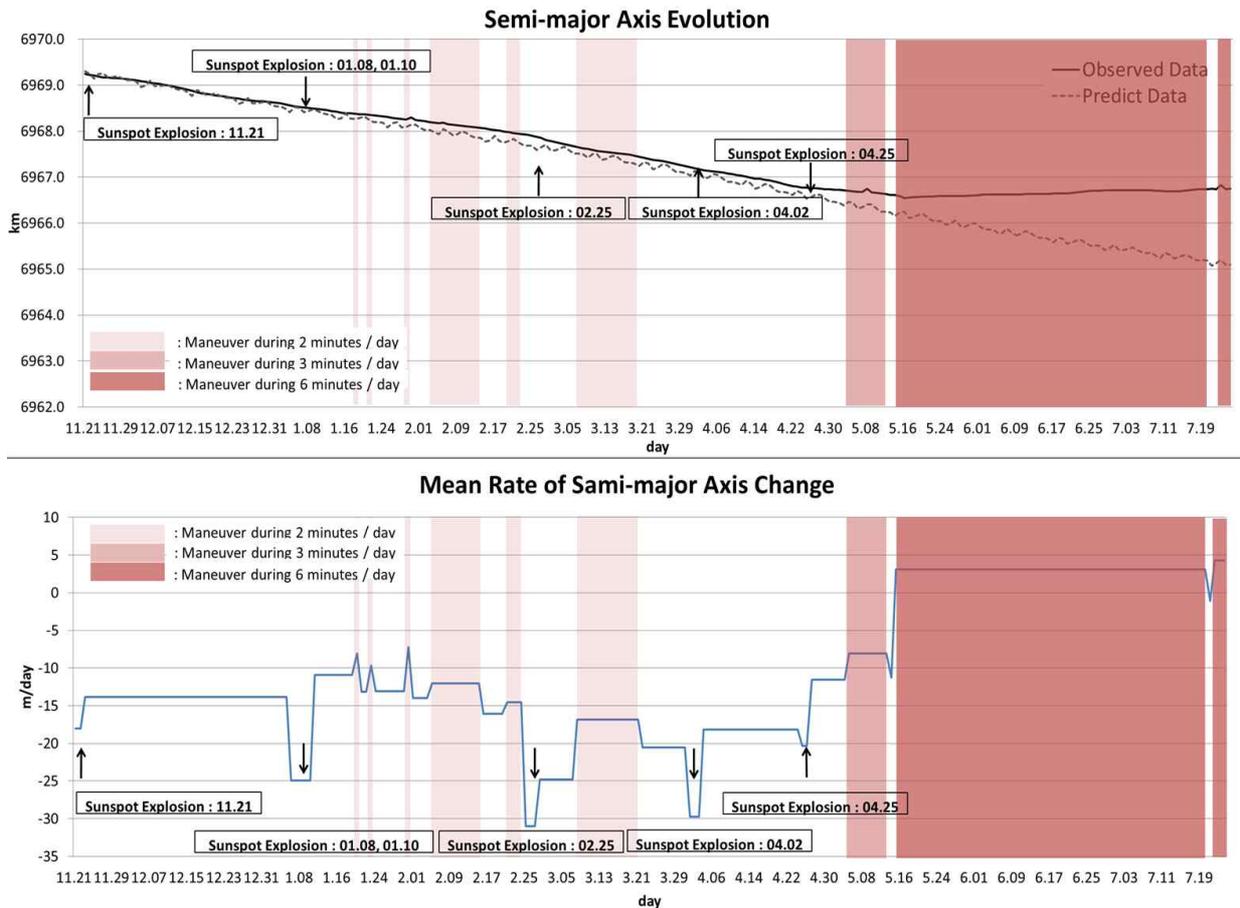


Fig. 7. Semi-major Axis Evolution Analysis Result of DubaiSat-2

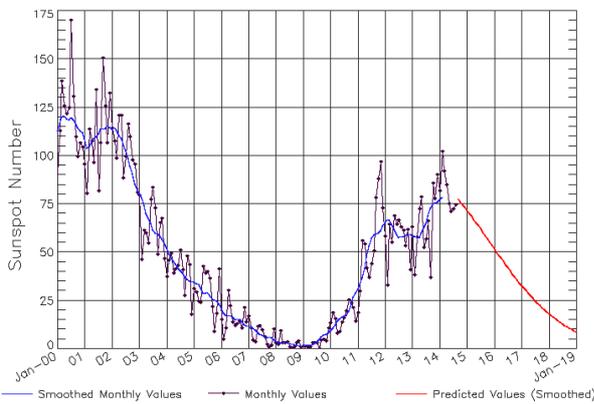


Fig. 8. Solar Flux
(<http://www.swpc.noaa.gov/SolarCycle/>)

m/day 고도 감소율을 고려하여 고도를 유지하기 위해 일일 약 5분간 추력을 증가시켜야 할 것으로 판단되나 발사 이후 지속해서 감소한 고도를 상승시키기 위해 일일 6분간 추력을 증가시키는 것으로 결정되었다.

Figure 7에 DS-2의 장반경 정보를 관측된 장반경 정보와 예측된 장반경 정보, 같은 기간 동안 태양 흑점 폭발 및 추력 증가 시기를 함께 표현하였다. 특히, Fig. 7에 장반경 감쇄율을 태양 흑점 활동 기간, 추력 증가 기간, 일반 운용 기간의 세 구간에 대해서 평균값으로 표현하였다. DS-2 위성은 발사 이후 추력을 증가시키기 전까지 60일 동안 장반경이 870.2 m 감소하여 1일 평균 16 m 감소하였고 1일 2분 추력 증가 시 12.1 m, 1일 3분 추력 증가 시 7.4 m 감소하였다. 반면, 1일 6분 추력 증가 시 장반경은 평균 3.4 m 상승하였다. 추력 증가 때문에 실제 장반경 분석 결과는 예측 결과와 차이가 있다. Fig. 7에서 확인할 수 있듯이 실제 관측된 장반경은 추력 증가 전까지 예측한 장반경과 유사하게 감소하는 반면, 추력이 증가한 이후 관측된 장반경은 감소율이 감소 혹은 장반경이 증가하여 예측 결과 대비 상승하게 된다. 장반경 변화는 추력 증가에 따른 장반경 변화율 그래프를 통해 명확히 확인 가능한데, 1일 2분 혹은 3분간 추력 증가할 경우 장반경 감소율이 다른 구간에 비해 감소하였지만 여전히 음의 값으로써 장반경이 감소하고 있고, 1일 6분간 추력 증가 시 장반경 변화율은 양수로 증가하여 장반경이 상승하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 장반경은 대기 저항 때문에 감소하는데 대기 저항에 큰 영향을 끼치는 것이 태양 활동이다. 태양 활동이 활발할수록 대기 밀도가 높아져서 장반경 감소율이 상승한다. Fig. 7에서 확인할 수 있듯이 태양 흑점이 폭발한 경우 고도

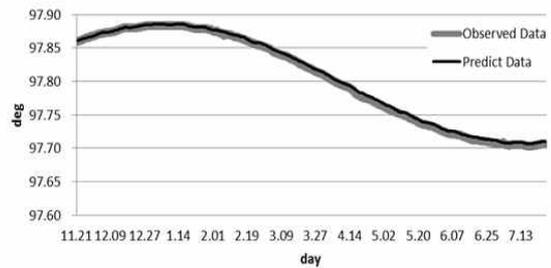


Fig. 9. Inclination Evolution

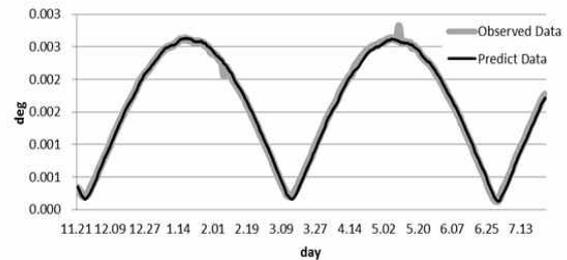


Fig. 10. Eccentricity Evolution

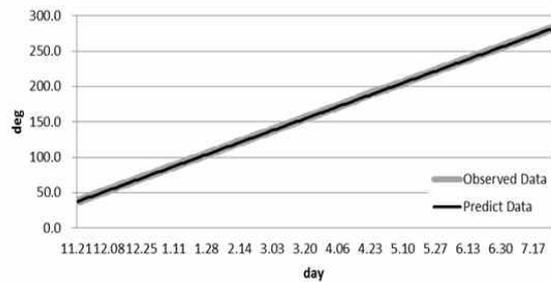


Fig. 11. RAAN Evolution

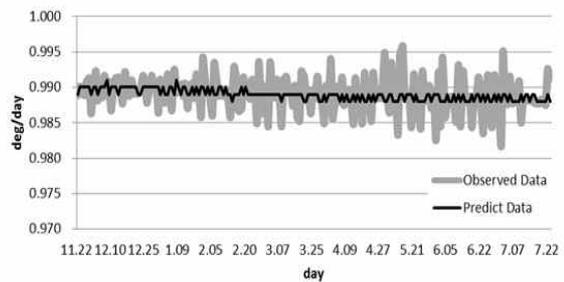


Fig. 12. Mean Rate of RAAN Change

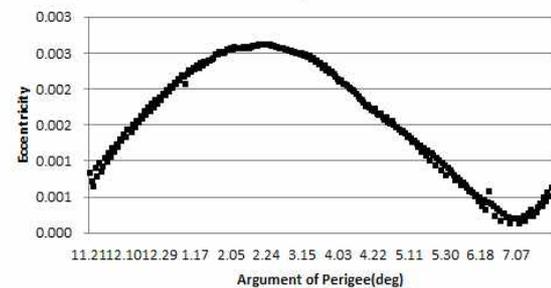


Fig. 13. Eccentricity vs Argument of Perigee

감소율이 다른 기간에 비해 더 커진다.

Figure 9는 평균 궤도 경사각 변화를 보여주고 있다. 임무 시작 초기 경사각은 97.86 deg이며, 247일 이후 97.706 deg로 약 0.15 deg 감소하였다. Fig. 10은 이심률의 변화를 보여주고 있는데 인공위성 발사 이후 247일 이후 0.00033에서 0.0031 사이에서 변화하고 있고 일정 방향으로 증가하거나 감소하는 경향은 없으므로 원 궤도를 잘 유지하고 있음을 알 수 있다. Fig. 11은 평균 승교점 경도의 변화를 나타내고 있고 Fig. 12는 평균 승교점 경도의 변화율을 나타내고 있다. 승교점 경도는 지속해서 상승하고 있는데 그 변화율을 확인해 보면 발사 직후 0.99 deg/day에서 247일 이후 0.988 deg/day로 감소하였다. 이것은 식 (1)에서 확인할 수 있듯이 장반경과 궤도 경사각의 영향을 받기 때문이다. Fig. 9 ~ 12까지 궤도 경사각과 이심률, 승교점 경도에 대해서 관측 정보를 예측 결과와 함께 표현하였는데 Fig. 7의 장반경 변화와는 다르게 관측 정보가 예측 결과와 매우 유사하다. 이것은 홀 추력기에 의한 추력 증가를 고도 증가 목적으로 사용하려는 초기 설정이 궤도 변화에 반영된 결과로 판단된다.

Figure 13은 이심률과 근지점 인수의 상관관계를 나타내고 있다. DS-2 위성은 동결궤도(Frozen Orbit)에 대한 요구조건이 없으므로 이심률과 근지점 인수의 관계가 일정 수준에서 반복할 필요는 없다. Fig. 13에서 확인할 수 있듯이 이심률과 근지점 인수의 관계는 지속해서 변화하는 양상을 보이고 있다.

DS-2 위성은 발사 이후 초기 운용 과정에서 예상 고도 감소율을 낮게 추정하여 고도 감소를 충분히 보상하지 못하였다. 이로 인해 2014년 5월 15일(UTC)까지 DS-2 위성의 장반경은 지속해서 감소하였다. 2014년 5월 15일(UTC) 이후 홀 추력기를 1일 6분 동작하여 장반경이 상승하고 있지만 2014년 7월 25일(UTC) 기준으로 Table 4의 평균 목표 궤도와 비교하면 장반경은 2.07 km 낮고 궤도 경사각은 0.09 deg 작으며 이심률은 0.00123 더 큰 것을 확인할 수 있다. 이심률의 경우 Fig. 10에서 확인할 수 있듯이 지속적으로 일정 수준(0.00014 ~ 0.0028)에서 증감을 반복함으로 별도의 추력을 통한 조정은 필요하지 않을 것으로 판단된다. 반면, 장반경과 궤도 경사각은 자연적으로 감소하는 경향이 존재함으로 추력 증가를 통해 조정이 필요하다. 식 (4)와 식 (5)를 이용하여 궤도 천이에 필요한 속도 증분을 계산하면 2014년 7월 25일(UTC) 기준으로 장반경의 경우 1.12 m/s의 속도 증분이 필요하며 궤도 경사각의 경우 12.195 m/s의 속도 증분이 필요할 것으로 판단된다. 이

때, 식 (6)을 이용하여 계산한 추진제 소모량은 약 3 g으로 전체 추진제(3 kg)의 0.1 %로 판단된다.

4.4 홀 추력기 추력 추정

썬트랙아이에서 개발된 홀 추력기는 11 mN 추력을 생성하도록 설계되었고 홀 추력기 성능은 진공 환경에서 계측되어 약 11 mN 출력이 가능한 것을 확인하였다[1]. 본 절에서는 목표 추력이 실제 우주 공간에서 동작 가능한지 확인하기 위해 궤도 변화를 분석하여 추력을 추정하였다. 현재 DS-2 위성의 홀 추력기는 고도 조정을 위해 사용하고 있기 때문에 장반경 변화를 식 (4)에 대입하면 속도 증분을 계산할 수 있다. 그 후 Table 6의 추력 증가 시간으로 나누어 가속도를 계산하였고 뉴턴 제2 운동 법칙을 활용하여 추력을 계산하였다. Table 6의 추력 증가 기간의 장반경 변화를 분석하여 추력을 계산한 결과 홀 추력기의 추력은 11.057 mN으로 설계된 목표 추력과 유사한 수준임을 확인하였다.

V. 결 론

본 논문에서는 국내에서 개발된 인공위성 중 최초로 홀 추력기를 탑재한 DS-2의 궤도를 분석하여 홀 추력기의 성능을 검증하였다. 증가된 추력에 따른 실제 궤도 변화와 예측된 궤도를 비교, 분석하여 홀 추력기의 성능을 확인하였으며 저궤도 특성상 태양활동에 직접적인 영향을 받는 것을 고려하여 임무 수행 기간 중 태양활동이 궤도 변화에 미치는 영향력을 함께 분석하였다. 분석 기간 DS-2 위성의 홀 추력기는 고도를 증가시키기 위해 사용되었으며 일일 6분 추력 증가 시 고도가 약 3 m/day 상승하는 것을 확인하였다. 또한, 태양 흑점 폭발 시 고도가 다른 기간에 비해 매우 감소하는 것을 확인하였다. 고도 변화를 분석하여 홀 추력기의 추력을 추정한 결과 추력기는 지상 실험결과와 유사한 11 mN의 추력을 발생한 것으로 판단되었다.

본 논문에서 정리된 내용은 추후 저궤도 상에서 운용될 다른 인공위성의 초기 및 정상 임무기간 동안 궤도운용 시 안정성과 효율성을 높이는 데 주요 참고자료가 될 것으로 생각된다.

References

- 1) Jong-ho Seon, Seong-min Kang, Yon-ho Kim, Eun-young Chun, Won-ho Choe, Jong-sub Lee, Mi-hui Seo, "Development of Hall-effect

Thruster for Orbit Correction and Transfer of Small Satellites", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 5, 2009, pp. 490-495.

2) Martines-Sanchez, M., Pollard, J. E., "Spacecraft Electric Propulsion - An Overview", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No.

5, 1998, pp. 688-699.

3) Oliver Montenbruck, Eberhard Gill, "Satellite Orbits", Springer.

4) Jong-soo, Park, Sang-young, Park, "DubaiSat-2 Program Report".

5) Hyu-woo, Lee, Amer Al Sayegh, "Satellite Operation".